

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.06.015

面向控制的变构型空天飞行器建模及特性分析

高泽鹏^{1,2}, 刘燕斌^{1,2}, 沈海东^{1,2}, 陈金宝^{1,2}, 彭寿勇^{3,4}

(1. 南京航空航天大学航天学院, 南京 211106; 2. 南京航空航天大学宇航空间机构全国重点实验室, 南京 211106; 3. 北京空天技术研究所, 北京 100074; 4. 空天飞行技术全国重点实验室, 北京 100074)

摘要: 针对空天飞行器爬升过程中, 传统固定构型难以兼顾高低速气动性能的问题, 提出了一种空天飞行器变构型调节策略。首先, 提出了一种翼面伸缩的变构型方式, 构建了含有表征飞行器构型变量的气动代理模型; 其次, 基于气动代理模型对飞行器气动和配平特性进行分析, 根据气动特性制定构型变化策略, 根据配平特性提出质心位置匹配设计; 然后, 根据构型变量和爬升飞行平衡的约束, 以控制输入最小为目标, 优化得到了合适的质心位置, 为不同构型的质心位置设计提供参考; 最后, 仿真结果表明变构型空天飞行器在爬升飞行任务中起到分担舵面负载和减小油门的作用, 增加了飞行过程的稳定性。

关键词: 空天飞行器; 变构型; 平衡状态; 代理模型; 优化设计

中图分类号: V221

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)06-1114-10

Control-Oriented Modeling and Characteristic Analysis of Morphing Aerospace Vehicle

GAO Zepeng^{1,2}, LIU Yanbin^{1,2}, SHEN Haidong^{1,2}, CHEN Jinbao^{1,2}, PENG Shouyong^{3,4}

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China; 2. National Key Laboratory of Aerospace Mechanism, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China; 3. Beijing Institute of Aerospace Technology, Beijing 100074, China; 4. National Key Laboratory of Aerospace Flight Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: Since the aerospace vehicle with the traditional fixed configuration cannot meet the requirements of the aerodynamic performance both at high and low speeds during the climbing section, a morphing adjustment strategy is proposed. Firstly, a morphing method with wing retraction is proposed, and an aerodynamic surrogate model with vehicle configuration variables is constructed. Secondly, the aerodynamic and trimming characteristics of the vehicle are analyzed based on the aerodynamic surrogate model. A morphing strategy is formulated based on the aerodynamic characteristics, and a center-of-mass position matching design is proposed based on the trimming characteristics. Thirdly, according to the constraints of the configuration variables and equilibrium state of climbing, the appropriate center-of-mass position is optimized with the objective of minimizing the control inputs, providing a reference for the design of the center-of-mass position of different configurations. Finally, the simulation results show that the morphing aerospace vehicle can share the load on the rudder surface and reduce the throttle during climbing missions, which increases the stability of the flight process.

Key words: aerospace vehicle; morphing; equilibrium state; surrogate model; optimal design

基金项目: 国家自然科学基金项目(52272369); 南京航空航天大学研究生科研与实践创新计划项目(xcxjh20231503)。

收稿日期: 2024-06-03; **修订日期:** 2024-10-01

通信作者: 沈海东, 男, 讲师, E-mail: shenhaidong@nuaa.edu.cn。

引用格式: 高泽鹏, 刘燕斌, 沈海东, 等. 面向控制的变构型空天飞行器建模及特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(6): 1114-1123. GAO Zepeng, LIU Yanbin, SHEN Haidong, et al. Control-oriented modeling and characteristic analysis of morphing aerospace vehicle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(6): 1114-1123.

空天飞行器作为新一代可重复使用飞行器,突破传统航空器和航天器无法满足宽速域、大空域飞行需求的限制,是未来航空航天领域一体化的发展方向^[1]。空天飞行器在经历不同速域时气动特性存在明显差异,目前针对宽速域的气动设计主要包括优化固定构型气动布局和变构型气动布局^[2]。固定构型气动布局的优化结果通常是多种工况下性能的折衷^[3],无法兼顾低马赫数飞行时高升力与高马赫数飞行时高升阻比的性能需求。

变构型飞行器可以通过改变气动布局,使飞行器在应对各种飞行阶段、飞行环境时均能保持最佳的飞行性能^[4]。常见的变构型方式为机翼变形,主要包括变后掠、变展长、变弦长和折叠等。其中,变后掠机翼采用大后掠角减小高速激波阻力,小后掠角提升低速升力;变展长机翼通过向外伸展提高升阻比和续航能力,向内收缩减小飞行阻力^[5];变弦长机翼通过改变弦长来改变机翼面积,改善飞行升力和升阻比^[6];折叠翼采用较小的机翼折叠来提高升阻比和纵向稳定性,较大的机翼折叠来提高航向稳定性^[7]。

引入变构型技术,不仅能够改善飞行器的气动性能,还能将变形结构作为额外的操纵机构,利用构型变化来辅助操纵^[8]。通过构型变化和舵面偏转的协调控制,实现冗余控制,增加控制系统的可靠性和容错能力,在一定程度上可以分担舵面负载^[9]。与此同时,使用变构型辅助舵面控制,能够使舵面偏转尽可能小,飞行器的气动外形更接近最优设计外形,有助于维持飞行器的稳定性和操控性,减小控制系统的压力。与固定外形的飞行器相比,变构型飞行器在多飞行任务时具有优化的气动性能,增强操纵及控制的能力,降低飞行能耗等^[10]。因此,变构型飞行器是未来飞行器的发展趋势。

目前,变构型飞行器的研究主要集中于亚声速和跨声速范围,如美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和美国波音公司开展的任务自适应机翼项目^[11];NASA、美国空军实验室和美国波音公司开展和主动弹性机翼计划项目^[12];美国国防高级研究局开展的智能机翼项目^[13]、变形飞机结构计划^[14];欧盟开展的基于飞行包络数据和任务的变形原型机翼开发项目^[15]等。

针对高超声速飞行器的变构型方案研究仍在概念设计阶段。日本宇航局的Takama等^[16]基于带有伸缩翼的锥导乘波体方案,研究了其兼顾宽速域的气动性能影响。美国海军空间技术中心基于下表面弯曲变化的乘波体方案,研究了其气动特性,得到不同马赫数下较小阻力的最佳外形^[17]。

武宇飞等^[18]基于变后掠与变展长的助推滑翔高超飞行器方案,研究了其气动热特性。黄明晗等^[19]基于剪切式变后掠的高超导弹方案,研究表明变构型导弹的射程较固定构型更具优势。甄子洋等^[20]基于带伸缩小翼的临近空间高超声速飞行器方案,研究了小翼对气动效应和机动能力的改善效果。

以上研究主要聚焦变构型技术对飞行气动性能收益。本文兼顾低速高升力与高速高升阻比、低阻力性能需求的同时,探究变构型技术对控制输入的影响,设计了一种变后掠方案,主要创新点包括:

(1)提出了一种翼面变构型方式,构建了包含构型变量的气动特性代理模型;

(2)基于气动代理模型对飞行器气动和配平特性进行分析,根据气动特性确定变构型策略,根据配平特性引入质心位置变量进行质心位置匹配设计;

(3)基于质心位置匹配设计,构建爬升平衡下控制输入最小的多目标多约束优化问题,优化结果为质心位置匹配设计提供参考,得到一个在爬升飞行时控制输入上存在收益的变构型空天飞行器模型。

1 变构型空天飞行器气动代理模型

变构型空天飞行器气动代理建模的流程如图1所示,具体包括:首先,根据所提出的变构型方式,基于参数化建模方法得到对应的飞行器外形;然后,采用工程估算方法计算气动数据,并使用高精度数据进行修正;最后,基于修正后的气动数据构建含有构型变量的气动代理模型,为后续特性分析和优化设计奠定模型基础。

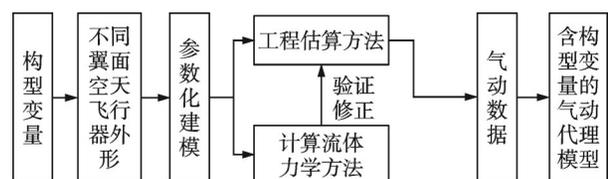


图1 气动代理模型构建流程图

Fig.1 Flowchart of aerodynamic surrogate modeling

1.1 变构型方式

如图2所示,本文以无平尾大后掠三角翼翼身融合体飞行器为基准构型^[21],开展面向控制的变构型空天飞行器的设计及影响分析。

飞行器变构型主要是针对机翼的改变,变后掠作为飞行器大尺度变构型方式之一,通过改变机翼的面积、展弦比,对飞行器的气动性能具有显著影响^[4]。本文的变构型机翼结构如图3所示,翼肋采

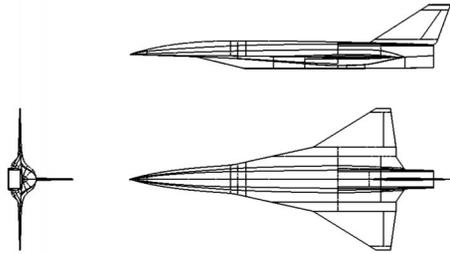


图2 基准构型

Fig.2 Reference configuration

用可伸缩结构,翼梁采用弹性结构,内部采用形状记忆聚合物结构填充^[22],表面为滑动蒙皮。

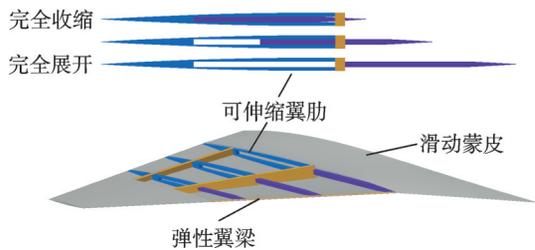


图3 变构型机翼结构示意图

Fig.3 Diagram of morphing wing structure

机翼通过可伸缩翼肋实现变后掠,变构型过程中保持机翼翼展、根弦长和梢弦长不变。选取第二后掠角处的点轴向位置为构型变量,变形范围如图4所示。为避免不同构型参数的尺度对气动特性代理模型精度产生影响,将构型变量进行归一化处理,令 $l = l_s / l_r$, 即机翼完全展开时 $l = 1$, 机翼完全收缩时 $l = 0$ 。

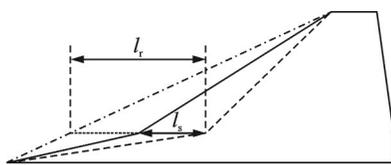


图4 翼面变构型方式

Fig.4 Way of morphing airfoil

目前应用于飞行器外形的参数化建模方法主要包括二次曲线法、类型函数/形状函数法(Class-shape transformation, CST)和自由变形法等方法^[23]。其中,CST方法通过类别函数与形状函数的乘积组合来表达截面的形状,使用少量设计参数达到较好的外形描述效果,具有对飞行器部件参数化构建的速度优势^[24]。

本文采用CST方法构建飞行器几何外形。选取构型变量 $l = 1$ 、 $l = 0.5$ 和 $l = 0$ 时的3种构型进行后续的气动数据计算。由参数化建模方法构建的3种构型下的飞行器外形如图5所示。

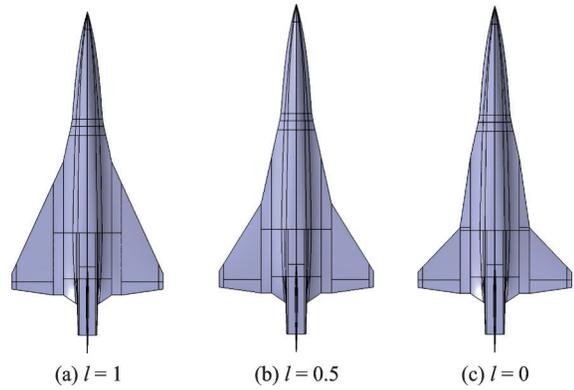


图5 基于参数化建模方法得到的不同构型外形

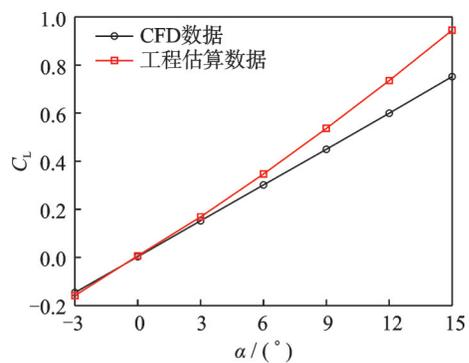
Fig.5 Different configurations based on parametric modeling methods

1.2 气动数据获取

计算飞行器气动数据的方法主要包括解析与经验公式相结合的方法、工程估算方法、计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法和风洞试验法。其中,解析与经验公式相结合的方法只适用于简单的几何外形,且计算精度差。CFD方法和风洞试验方法可以获得精度较高的气动数据,但所需成本很高^[25]。

工程估算方法计算速度快,常用于概念设计阶段^[26],本文采用工程估算方法计算气动数据。工程估算方法的基本思路如下:首先,基于参数化建模得到的几何外形计算面元压力分布情况,根据撞击角将表面面元分为迎风面和背风面两类,飞行器迎风面采用 Dahlem-Buck 法,背风面采用 Prandtl-Meyer 膨胀波法;然后,采用参考温度法修正黏性效应对飞行器气动力的影响;最后,对各面元所受气动力叠加处理,近似得到飞行器所受总的气动力和力矩。

为进一步验证工程估算的适用性,本文选取飞行马赫数3的状态,将上述方法计算得到的气动数据与CFD方法计算所得到的气动数据进行对比,结果如图6所示。其中,CFD方法采用 Fluent-meshing 进行非结构网格划分,半模网格量约为1000万,采用 RNG $k-\epsilon$ 黏性模型进行计算。



(a) Comparison of lift coefficients

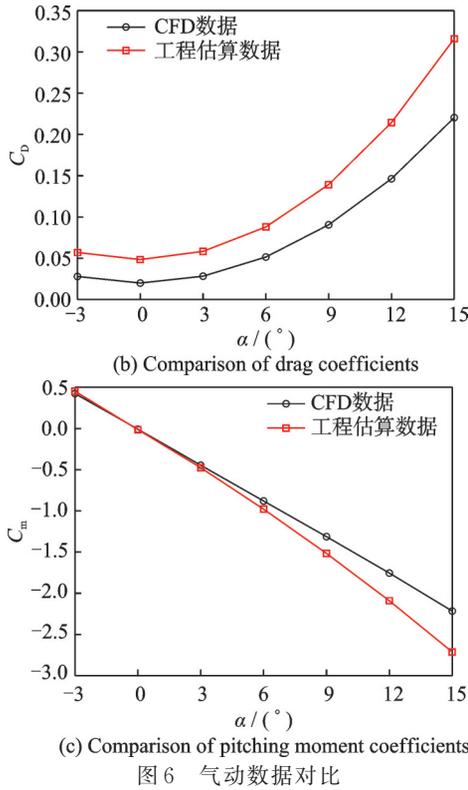


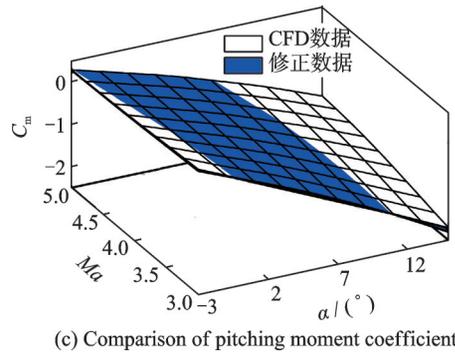
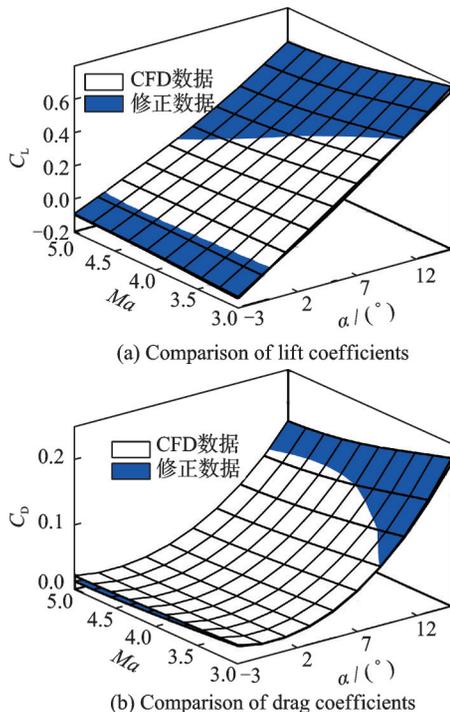
图 6 气动数据对比

Fig.6 Comparison of aerodynamic data

由图 6 可知,两种方法计算所得的气动数据随迎角变化的趋势相同,数值有一定偏差。为了兼顾研究对象特性数据计算的效率与精度,基于高精度的 CFD 气动数据对低精度的工程估算气动数据进行修正,具体表达式为

$$X_2 = k_1 X_1 + k_2 \quad (1)$$

式中: X_1 为工程估算气动数据; X_2 为修正后的数据; k_1 、 k_2 分别为乘性因子和加性因子修正补偿项。修正后的气动数据与高精度的 CFD 数据对比如图 7 所示,修正后的数据与 CFD 数据的趋势一致,数



(c) Comparison of pitching moment coefficients

图 7 修正气动数据对比

Fig.7 Comparison of corrected aerodynamic data

值接近,可作为后续气动代理建模的数据源。

1.3 代理建模

代理建模可以近似替代特性分析和优化设计中复杂费时的机理模型,显著提高工程优化设计问题的效率。基于修正后的气动数据进行代理建模,变构型空天飞行器的气动代理模型表达式为

$$\begin{cases} C_L = C_{L,1} + C_{L,\delta_e} \\ C_D = C_{D,1} + C_{D,\delta_e} \\ C_m = C_{m,1} + C_{m,\delta_e} \end{cases} \quad (2)$$

式中: C_L 、 C_D 、 C_m 分别为升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数; $C_{\cdot,1}$ 和 C_{\cdot,δ_e} 分别为洁净体和舵效的气动代理模型。

基于多项式拟合方法构建含有构型变量的洁净体气动代理模型,具体表达式为

$$\begin{cases} C_{L,1} = a_0 + a_1 \cdot \alpha + a_2 \cdot \alpha^2 + a_3 \cdot Ma + a_4 \cdot Ma^2 + a_5 \cdot l + a_6 \cdot l^2 + a_7 \cdot \alpha \cdot Ma + a_8 \cdot \alpha \cdot l + a_9 \cdot Ma \cdot l \\ C_{D,1} = b_0 + b_1 \cdot \alpha + b_2 \cdot \alpha^2 + b_3 \cdot Ma + b_4 \cdot Ma^2 + b_5 \cdot l + b_6 \cdot l^2 + b_7 \cdot \alpha \cdot Ma + b_8 \cdot \alpha \cdot l + b_9 \cdot Ma \cdot l \\ C_{m,1} = c_0 + c_1 \cdot \alpha + c_2 \cdot \alpha^2 + c_3 \cdot Ma + c_4 \cdot Ma^2 + c_5 \cdot l + c_6 \cdot l^2 + c_7 \cdot \alpha \cdot Ma + c_8 \cdot \alpha \cdot l + c_9 \cdot Ma \cdot l \end{cases} \quad (3)$$

由式(3)可知,变构型空天飞行器的气动系数包含了迎角 α 、马赫数 Ma 和构型变量 l ,说明模型气动特性与飞行状态和构型外形紧密关联。基于多项式拟合方法构建的舵效气动代理模型表达式为

$$\begin{cases} C_{L,\delta_e} = (d_0 + d_1 \cdot \delta_e + d_2 \cdot \delta_e^2 + d_3 \cdot \alpha + d_4 \cdot \alpha^2 + d_5 \cdot Ma + d_6 \cdot Ma^2 + d_7 \cdot \delta_e \cdot \alpha + d_8 \cdot \delta_e \cdot Ma + d_9 \cdot \alpha \cdot Ma) \delta_e \\ C_{D,\delta_e} = (e_0 + e_1 \cdot \delta_e + e_2 \cdot \delta_e^2 + e_3 \cdot \alpha + e_4 \cdot \alpha^2 + e_5 \cdot Ma + e_6 \cdot Ma^2 + e_7 \cdot \delta_e \cdot \alpha + e_8 \cdot \delta_e \cdot Ma + e_9 \cdot \alpha \cdot Ma) \delta_e \\ C_{m,\delta_e} = (f_0 + f_1 \cdot \delta_e + f_2 \cdot \delta_e^2 + f_3 \cdot \alpha + f_4 \cdot \alpha^2 + f_5 \cdot Ma + f_6 \cdot Ma^2 + f_7 \cdot \delta_e \cdot \alpha + f_8 \cdot \delta_e \cdot Ma + f_9 \cdot \alpha \cdot Ma) \delta_e \end{cases} \quad (4)$$

采用上述形式,对1.2节中的变构型气动特性数据库进行代理建模,并采用拟合优度作为评价指标^[25]。所得洁净体气动代理模型的拟合优度在0.99以上,舵效气动代理模型的拟合优度在0.92以上。其中,构型变量 $l=0.5$,舵面偏转角度 $\delta_e=10^\circ$ 时空天飞行器升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数多项式拟合结果与真实值的对比如图8所示。拟合值与真实值的趋势一致,数值接近,拟合效果较好,能良好地反映原始模型的特性。

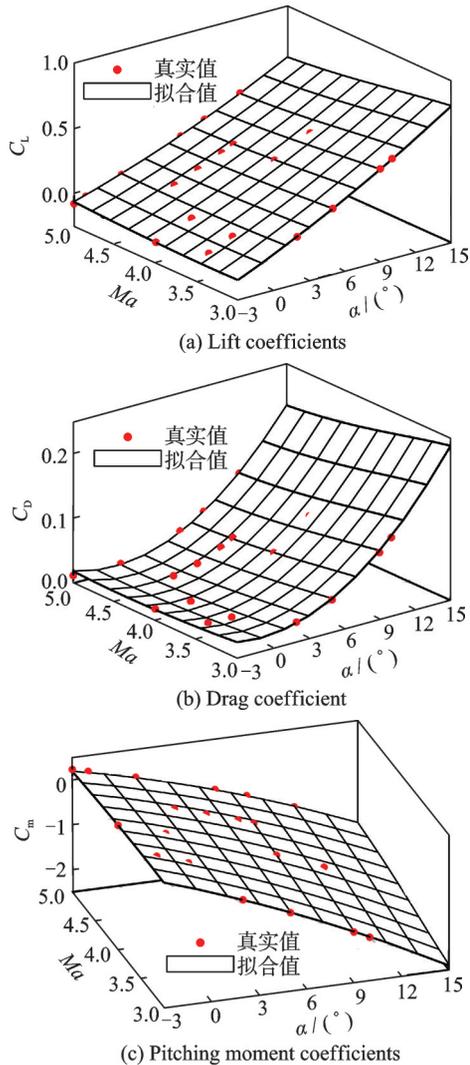


图8 多项式拟合验证

Fig.8 Validation of polynomial fitting

2 特性分析

变构型空天飞行器具有高度非线性特性和强耦合性,动力学模型构建十分复杂。为保证飞行任务的顺利完成,需要进一步明确构型变量对飞行器气动和配平特性的影响机理。

2.1 纵向动力学方程

把飞行器视为刚体,认为地球自转可忽略,将地面坐标系看作惯性坐标系。根据上述假设,变构型空天飞行器飞行过程中纵向平面的受力分析图

如9所示。其中, L 、 D 、 M 、 T 分别为升力、阻力、俯仰力矩和推力;飞行速度 V 与地面的夹角定义为航迹角 γ ; θ 为俯仰角。

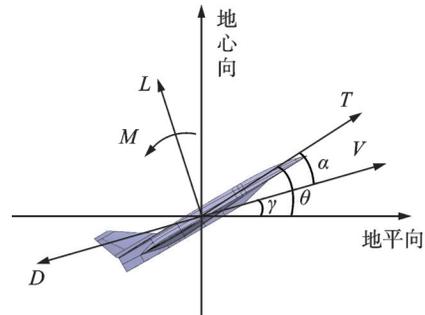


图9 空天飞行器纵向平面受力分析图

Fig.9 Longitudinal plane force analysis of an aerospace vehicle

根据牛顿第二运动定律,可以得到飞行器纵向运动方程

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha} = q - \frac{T \sin \alpha + L}{mV} + \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{r_e + h} \right) \cos(\theta - \alpha) \\ \dot{h} = V \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = \frac{M}{I_y} \end{cases} \quad (5)$$

式中: g 为重力加速度, h 为飞行高度, m 为飞行器质量, q 为俯仰角速率, r_e 为地球半径, I_y 为飞行器绕 y 轴的转动惯量。

升力 L 、阻力 D 和俯仰力矩 M 的表达式为

$$\begin{cases} L = C_L QS_{\text{ref}} \\ D = C_D QS_{\text{ref}} \\ M = C_m QS_{\text{ref}} l_{\text{ref}} \end{cases} \quad (6)$$

式中: Q 为动压; S_{ref} 、 l_{ref} 分别为飞行器参考面积和参考长度。

本文研究对象采用冲压发动机,其推力模型如下^[27]

$$T = C_T QS_{\text{cap}} \quad (7)$$

式中: S_{cap} 为进气道捕获面积;推力系数 C_T 为关于迎角 α 、马赫数 Ma 、燃油当量比 ϕ 的函数,具体表达式为

$$C_T = t_0 + t_1 \alpha^2 + t_2 Ma + t_3 Ma^2 + t_4 \phi + t_5 \phi^2 + t_6 Ma \phi \quad (8)$$

2.2 特性分析

针对飞行马赫数3的状态,不同构型飞行器外形的气动特性如图10所示。由图10可知,升力系数随着迎角呈线性增大的趋势,且随着 l 的增大而增大;阻力系数随迎角的增大呈先减小后增大的趋

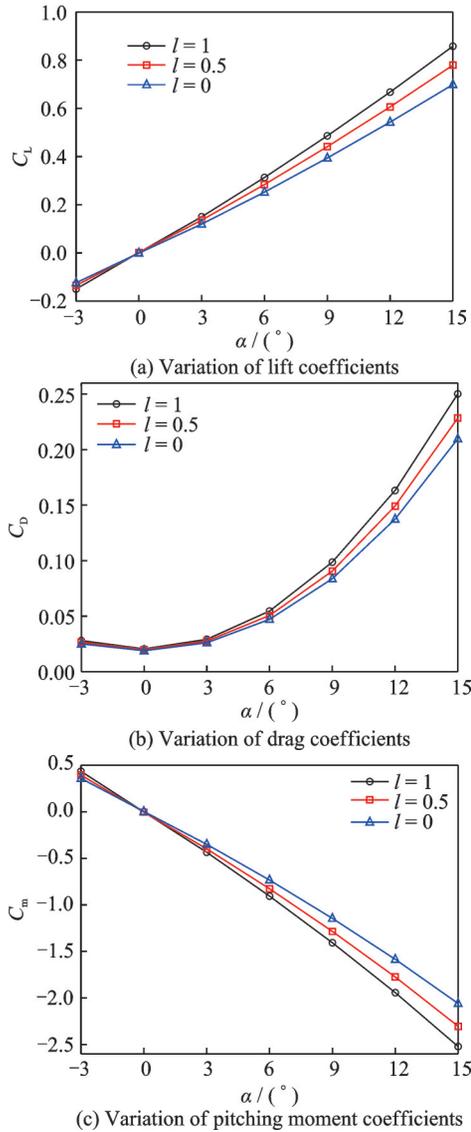


图 10 不同构型外形的气动特性变化

Fig.10 Variation of aerodynamic characteristics for different configurations

势,且随 l 的增大而增大;俯仰力矩系数随迎角的增大呈减小的趋势,且随着 l 的增大而减小。低速爬升飞行时主要考虑高升力,高速巡航飞行时主要考虑高升阻比、低阻力等因素。因此,本文根据飞行速度制定翼面变构型策略,飞行马赫数 3 时翼面构型为 $l=1$,飞行马赫数 4 时翼面构型为 $l=0.5$,飞行马赫数 5 时翼面构型为 $l=0$ 。

巡航状态下,飞行器迎角和控制输入随构型变量、质心位置的变化关系如图 11 所示。其中 x_{cg2} 为基准构型的质心位置, x_{cg1} 和 x_{cg3} 分别为基准构型质心前移和后移 5% 的质心位置。本文俯仰力矩计算参考点选取机头,考虑质心位置只在过机头的机体轴上运动,根据式(9)得到俯仰力矩系数随质心位置的转换。

$$C_{m, cg} = C_{m, ref} + (C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha)(x_{ref} - x_{cg})/l_{ref} \quad (9)$$

式中: $C_{m, cg}$ 为质心位置处的俯仰力矩; $C_{m, ref}$ 为参考

点处的俯仰力矩; x_{ref} 为参考点处的位置。

由图 11 可知,巡航配平由迎角、控制输入共同作用实现。巡航状态下的配平飞行迎角随着 l 的减小而增大、随着质心位置的后移而减小;配平控制输入与 l 呈非线性关系、随着质心位置的后移而减小。因此,影响变构型空天飞行器平衡状态下控制输入大小的变量,不仅包括构型变量,还包括质心位置。

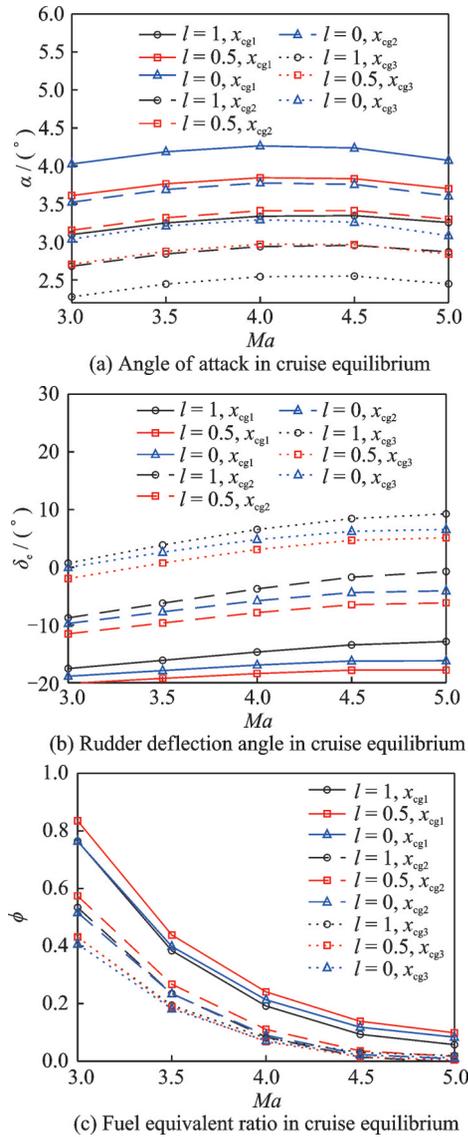


图 11 不同构型外形、不同质心的巡航配平特性

Fig.11 Cruise trimming characteristics for different configurations and different centers of mass

本文提出的变构型方式会导致质心位置的移动,在飞行过程中,随着构型的变化,变构型空天飞行器可视为具有可变质心的飞行器^[28]。为得到面向控制的变构型空天飞行器,实现飞行任务平衡状态的控制输入较小,结合构型设计合适的质心位置是必要的。

3 质心位置匹配设计

为达到变构型空天飞行器飞行过程中减小控

制输入、增强稳定性的目的,开展质心位置匹配设计。根据飞行任务构建多目标优化问题,基于线性加权法将其转化为单目标优化问题。使用序列二次规划(Sequential quadratic programming, SQP)算法求解得到优化质心位置,为不同构型的质心位置匹配设计提供参考。

3.1 优化问题

本文飞行任务为沿定动压轨迹进行爬升飞行,飞行器满足爬升飞行平衡约束下,根据控制输入最小,优化得到不同构型对应的质心位置。定动压轨迹上的速度与高度一一对应,满足 $V = C_Q(h)$, 状态微分则满足 $\dot{V} = C_Q'(h)\dot{h}$ 。根据纵向平面的几何约束,航迹角 γ 、迎角 α 和俯仰角 θ 的关系满足 $\gamma = \theta - \alpha$ 。

求解使得爬升平衡状态时的控制输入最小的质心位置变量,本质是多目标多约束的优化问题。根据配平控制输入 δ_e 和 ϕ , 优化目标可表示为

$$\delta_e \rightarrow \min, \phi \rightarrow \min \quad (10)$$

考虑沿定动压轨迹加速爬升,建立飞行状态点的爬升平衡约束为

$$\begin{cases} 0 < \dot{V}, 0 < \dot{h}, \dot{q} = 0 \\ \dot{V} = C_Q'(h)\dot{h} \\ 0 < \alpha, 0 < \gamma \\ V = C_Q(h) \\ \gamma = \theta - \alpha \end{cases} \quad (11)$$

考虑飞行控制性能、变构型尺度和质心位置变化尺度,建立控制变量约束为

$$\begin{cases} \delta_{e, \min} \leq \delta_e \leq \delta_{e, \max} \\ \phi_{\min} \leq \phi \leq \phi_{\max} \\ l_{\min} \leq l \leq l_{\max} \\ x_{cg, \min} \leq x_{cg} \leq x_{cg, \max} \end{cases} \quad (12)$$

综上,变构型空天飞行器的爬升平衡下的控制输入优化问题可以描述为问题 P_1 : 寻找最佳的状态和质心位置,使得目标函数式(10)最小,同时满足爬升平衡式(11)和控制变量约束式(12)。

多目标优化方法可分为两类,一类是线性加权法的多目标问题转化为单目标问题,另一类是采用改进的进化优化算法。多目标问题转换为单目标问题的方法简单易实现、设计方便,在各领域得到广泛的应用。进化优化算法适用于处理大规模搜索空间,但其参数设置困难,很容易出现早熟和局部最优现象^[29]。由于线性加权法计算更加高效,本文采用线性加权法将多目标问题转化为单目标问题进行求解。将多目标函数进行加权和转换为单目标函数,多目标优化问题 P_1 转化为如下的单目标优化问题 P_2 。

$$\begin{cases} \min & J = c_1 \delta_e^2 + c_2 \phi \\ \text{s.t.} & C_1 < 0 \\ & C_2 = 0 \\ & \mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{u}_{\max} \end{cases} \quad (13)$$

式中: c_1, c_2 分别为舵面偏转角和燃油当量比的权重系数; C_1 为爬升平衡的不等式约束; C_2 为爬升平衡的等式约束; \mathbf{u} 为控制变量约束。

3.2 优化方法

本文基于SQP算法^[30]求解爬升平衡下的质心位置优化问题,具体算法框架如下所示。本文的优化问题流程图如图12所示。

- (1) 程序初始化,根据定动压爬升轨迹生成优化空间 \mathbf{x}_n , 设置收敛精度 ϵ , 初始化Hessian矩阵 $H_1 = I$, 设置最大迭代次数 1 500
- (2) for $n = 1, 2, \dots, m$ do
- (3) 选取初始优化空间 $\mathbf{x}_n^k, k = 1$
- (4) while $k < 1\ 500$ do
- (5) 利用泰勒展开将目标函数 J 在迭代点 \mathbf{x}_n^k 处简化为二次函数
- (6) 将约束函数简化为线性函数
- (7) 求解二次规划问题,得到 $S_n = \mathbf{x}_n - \mathbf{x}_n^k$
- (8) 构造变量 S_n 的二次规划问题
- (9) 求解二阶导数矩阵 H_n^k
- (10) 求得 S_n^* 作为原问题的下一个搜索方向 S_n^k
- (11) 在该方向上进行原约束问题函数的一维约束搜索,得到原约束问题的近似解 \mathbf{x}_n^{k+1}
- (12) if $\|\mathbf{x}_n^{k+1} - \mathbf{x}_n^k\| < \epsilon$ then
- (13) return \mathbf{x}_n^{k+1}
- (14) else
- (15) 修改 H_n^{k+1} , 令 $k = k + 1$
- (16) end while
- (17) end for

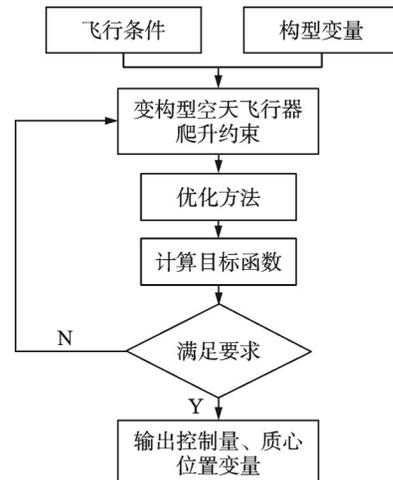


图12 质心位置变量优化流程图

Fig.12 Flowchart for optimization of center-of-mass position variable

4 仿真分析

4.1 参数设置

根据 50 kPa 定动压爬升轨迹的仿真条件如下:变构型空天飞行器的总质量为 20 000 kg,根据文献[21]中爬升飞行过程中的燃油消耗,假设变构型空天飞行器爬升总过程中质量均匀减少 3 000 kg,燃油消耗的质量占飞行器总质量的 15%。根据本文所选取的优化状态点,每两个状态点间质量减少 750 kg,不考虑飞行过程中燃料消耗对质心位置的影响。变构型空天飞行器的控制输入 $\delta_e \in [-20^\circ, 20^\circ]$, $\phi \in [0, 1]$; 构型变量 $l \in [0, 1]$ 。

4.2 优化结果分析

根据所制定的翼面变构型策略,可以得到不同飞行条件的质心位置优化结果。由于同一构型变量对应同一质心位置,选取相同构型下的质心位置的均值作为当前构型下的质心位置。由于本文的翼面向后收缩导致质心后移,根据基准构型的质心位置和构型变量 $l=0$ 时的优化质心位置,考虑质心随构型变化均匀后移,设计出构型变量 $l=1$ 时的质心位置。质心位置优化与设计结果如表 1 所示。

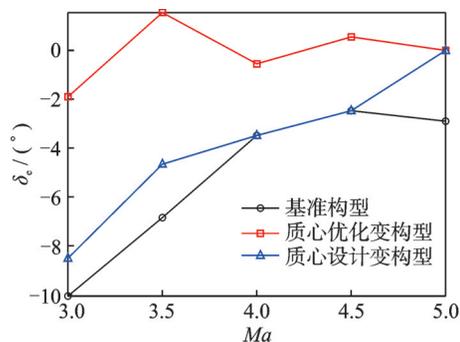
表 1 质心优化和设计结果

Table 1 Results of center-of-mass optimization and design

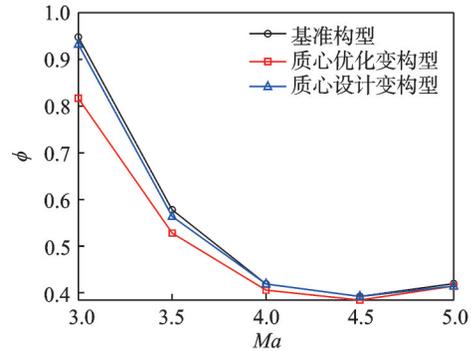
飞行条件	构型变量	质心位置优化/m	质心位置设计/m
$Ma_3, Ma_{3.5}$	$l=1$	14.457 1	13.894 5
$Ma_4, Ma_{4.5}$	$l=0.5$	14.300 0	13.994 1
Ma_5	$l=0$	14.093 7	14.093 7

相同状态微分和飞行条件下,基准构型飞行器、质心优化变构型飞行器和质心设计变构型飞行器在爬升平衡下的控制输入如图 13 所示,燃油当量比结果变化如表 2 所示。

由图 13 可知,相同状态微分和飞行条件下,质心优化变构型空天飞行器可看作主动变质心的飞行器,其控制输入均最小。质心设计变构型空天飞行器是由于构型变化导致质心位置变化,其



(a) Rudder deflection angle in climbing equilibrium



(b) Fuel equivalency ratio in climbing equilibrium

图 13 基准构型和变构型飞行器爬升平衡下的控制输入对比

Fig.13 Comparison of control inputs in climb equilibrium for the reference configuration and morphing vehicles

表 2 燃油当量比结果对比

Table 2 Comparison of results for fuel equivalency ratio

构型	Ma				
	3	3.5	4	4.5	5
基准构型	0.948 0	0.577 9	0.418 9	0.392 1	0.419 6
质心优化变构型	0.816 9	0.528 0	0.405 7	0.384 4	0.414 4
质心设计变构型	0.932 5	0.563 7	0.418 9	0.392 1	0.414 4

控制输入小于基准构型的控制输入。变构型空天飞行器在爬升平衡的控制输入上优于基准构型,表明变构型空天飞行器在爬升飞行任务中能够分担舵面所需的负载,减小油门,增强了飞行过程的稳定性。

5 结 论

本文从控制性能角度出发,开展变构型空天飞行器特性分析及优化设计。通过变构型技术显著降低了飞行器舵面负载及所需油门,得到了一个控制裕度较大的变构型空天飞行器模型。主要研究成果如下:

(1)提出了一种空天飞行器翼面变构型方式,构建了包含构型变量的气动特性代理模型;

(2)分析了构型变量和质心位置对飞行器特性的影响,即升力系数和阻力系数均随着构型变量的增大而增大,俯仰力矩系数随着构型变量的增大而减小,并在此基础上开展了控制约束下的质心位置优化设计;

(3)综合基准构型及控制约束下的优化结果,进一步开展了变构型空天飞行器质心位置综合设计,相较于基准构型,最终方案在相同飞行条件下所需最大舵面偏转角度减小了 15.41%,所需最大燃油当量比减小了 1.64%。

参考文献:

- [1] 王长青. 空天飞行技术创新与发展展望[J]. 宇航学报, 2021, 42(7): 807-819.
WANG Changqing. Technological innovation and development prospect of aerospace vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(7): 807-819.
- [2] 罗金玲, 龙双丽, 汤继斌, 等. 空天飞行器机翼/翼型的需求分析及应用[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 101-110.
LUO Jinling, LONG Shuangli, TANG Jibin, et al. Requirement analyses and optimized design of wing/airfoil for aerospace vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 101-110.
- [3] GOMEZ J C, GARCIA E. Morphing unmanned aerial vehicles[J]. Smart Materials & Structures, 2011, 20(10): 103001.
- [4] CHU L L, LI Q, GU F, et al. Design, modeling, and control of morphing aircraft: A review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(5): 220-246.
- [5] 孙杨, 昌敏, 白俊强. 变形机翼飞行器发展综述[J]. 无人系统技术, 2021, 4(3): 65-77.
SUN Yang, CHANG Min, BAI Junqiang. Review of morphing wing aircraft[J]. Unmanned Systems Technology, 2021, 4(3): 65-77.
- [6] BILGEN O, FRISWELL M I. Piezoceramic composite actuators for a solid-state variable-camber wing[J]. SAGE Publications, 2014, 25(7): 806-817.
- [7] LUO Shibin, YUE Hang, LIU Jun, et al. Study on aerodynamic performance of morphing hypersonic vehicle in wide-speed range[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 41(2): 184-201.
- [8] 陆宇平, 何真. 变体飞行器控制系统综述[J]. 航空学报, 2009, 30(10): 1906-1911.
LU Yuping, HE Zhen. A survey of morphing aircraft control systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(10): 1906-1911.
- [9] 陈铁彪, 王洪波, 康永来, 等. 变形技术在助推-滑翔飞行器中的应用前景分析[J]. 战术导弹技术, 2017(5): 1-5, 11.
CHEN Tiebiao, WANG Hongbo, KANG Yonglai, et al. Application prospects of morphing technology in the boost-glide vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2017(5): 1-5, 11.
- [10] 韩光松, 李萍. 巡航导弹智能变形研究[J]. 舰船电子工程, 2019, 39(10): 62-66.
HAN Guangsong, LI Ping. Study on smart morphing of cruise missiles[J]. Ship Electronic Engineering, 2019, 39(10): 62-66.
- [11] SMITH S B, NELSON D W. Determination of the aerodynamic characteristics of the mission adaptive wing[J]. Journal of Aircraft, 1971, 27(11): 950-958.
- [12] PENDLETON E W, FIELD P B, MILLER G D, et al. Active aeroelastic wing flight research program: Technical program and model analytical development[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(4): 554-561.
- [13] KUDVA J N, MARTIN C A, SCHERER L B, et al. Overview of the DARPA/AFRL/NASA smart wing program[J]. International Society for Optics and Photonics, 1999, 3674: 230-236.
- [14] RODRIGUEZ A. Morphing aircraft technology survey [C]//Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, USA: AIAA, 2007: 1258.
- [15] CAVALIERI V, DE GASPARI A, RICCI S. Optimization of compliant adaptive structures in the design of a morphing droop nose[J]. Smart Materials & Structures, 2020, 29(7): 075020.
- [16] TAKAMA Y. Practical waverider with outer wings for the improvement of low-speed aerodynamic performance[C]//Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco, USA: AIAA, 2011: 2300.
- [17] PHOENIX A A, ROGERS R E, MAXWELL J R, et al. Mach five to ten morphing waverider: Control point study[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(2): 493-504.
- [18] 武宇飞, 龙腾, 史人赫, 等. 跨域变体飞行器气动热力非层次多模型融合降阶方法[J]. 航空学报, 2023, 44(21): 166-179, 3.
WU Yufei, LONG Teng, SHI Renhe, et al. Aerodynamic and aerothermodynamic characteristics non-hierarchical multi-model fusion order reduction for cross-domain morphing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(21): 166-179, 3.
- [19] 黄明晗, 唐乾刚, 张青斌, 等. 高超声速变后掠翼战术导弹概念设计与弹道优化[J]. 战术导弹技术, 2016(5): 10-17, 24.
HUANG Minghan, TANG Qiangang, ZHANG Qingbin, et al. Morphing swept wing tactical missile conceptual design and optimization trajectory of hypersonic vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2016(5): 10-17, 24.
- [20] 甄子洋, 刘攀, 陆宇平. 变体飞行器智能变形与飞行控制技术研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(6): 995-1006.
ZHEN Ziyang, LIU Pan, LU Yuping. Research progress on intelligent deformation and flight control technology of morphing aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(6): 995-1006.

- [21] 叶一樵, 沈海东, 刘燕斌, 等. 高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2024. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0650. YE Yiqiao, SHEN Haidong, LIU Yanbin, et al. Integrated design of hypersonic aircraft wing layout and mission trajectory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0650.
- [22] PERKINS D, REED J, HAVENS E. Morphing wing structures for loitering air vehicles[C]//Proceedings of the 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Palm Springs, USA: AIAA, 2004: 1888.
- [23] 张斌. 基于自由变形和代理优化的飞行器气动外形优化设计研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019. ZHANG Bin. Research on the aerodynamic shape optimization design of vehicle based on free form deformation and surrogate-based optimization[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019.
- [24] 杨予成, 粟华, 龚春林, 等. 基于CST的三维机翼气动结构解析参数化建模与优化方法[J]. 航空动力学报, 2024, 39(4): 70-79. YANG Yucheng, SU Hua, GONG Chunlin, et al. Analytical aero-structural modeling and optimization method of three-dimensional wing based on CST[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(4): 70-79.
- [25] 金飞腾, 沈海东, 叶一樵, 等. 高超声速飞行器自适应增点 Co-RBF 多保真度代理建模[J]. 宇航学报, 2023, 44(12): 1850-1859. JIN Feiteng, SHEN Haidong, YE Yiqiao, et al. Adaptive point-added Co-RBF multi-fidelity surrogate modeling for hypersonic vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(12): 1850-1859.
- [26] 季廷炜, 查旭, 谢芳芳, 等. 基于高斯过程回归的空天飞行器多精度气动建模方法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2023, 57(11): 2314-2324. JI Tingwei, ZHA Xu, XIE Fangfang, et al. Multi-fidelity aerodynamic modeling method of aerospace vehicles based on Gaussian process regression[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2023, 57(11): 2314-2324.
- [27] MATTINGLY J D. Elements of gas turbine propulsion[M]. New York: McGraw-Hill, 1996.
- [28] GUO T H, HOU Z X, ZHU B J. Dynamic modelling and active morphing trajectory-attitude separation control approach for gull-wing aircraft[J]. IEEE Access, 2017, 5: 17006-17019.
- [29] 徐文莹. 近空间可变翼飞行器小翼最优伸缩策略研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019. XU Wenyong. Optimal expansion strategy for winged wing of near space morphing vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019.
- [30] 张红梅, 张国山. 求解高超声速飞行器平衡状态的 GA-SQP 算法[J]. 航空学报, 2012, 33(1): 138-146. ZHANG Hongmei, ZHANG Guoshan. GA-SQP algorithm for solving equilibrium states of hypersonic vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(1): 138-146.

(编辑:陈珺,王婕)